

알루미늄 함량에 따른 로켓보조추진탄용 추진제 특성

정재윤^a · 최성한^{a,*}

Propellant Characteristics used for a Rocket-Assisted Projectile with Aluminium Contents

Jae-Yun Jeong^a · Sung-Han Choi^{a,*}^aPropulsion Center, Hanwha Daejeon Plant, Korea*Corresponding author. E-mail: csh0415@hanwha.com

ABSTRACT

In this report, the process characteristic(viscosity), mechanical properties, combustion characteristics, ground and flight test results of propellants used for a rocket-assisted projectile are described according to several aluminum contents. As the aluminum content increased, initial viscosity decreased, viscosity build-up accelerated, and combustion rate and pressure exponent decreased. In the ground fire test, the total impulse of the rocket-assisted projectiles containing 10 wt% of aluminum were 5% higher than that of the rocket-assisted projectiles containing 2 wt% and 18 wt% of aluminum. The motor efficiency compared to the theoretical performance was 85.6% with 18 wt% of aluminum, the lowest value among the propellant compositions.

초 록

본 논문은 알루미늄 함량 변화에 따른 로켓보조추진탄(RAP) 용 추진제의 공정특성(점도), 기계적 물성, 연소특성, 지상 및 비행시험 결과에 관하여 기술하였다. 알루미늄 함량이 증가되면 초기점도는 감소하고 점도 build-up은 빨라지며 연소속도 및 압력지수가 감소하는 것을 확인하였다. 지상연소시험에서는 알루미늄이 10 wt% 함유된 RAP이 알루미늄이 2 wt%, 18 wt% 함유된 RAP에 비해 총역적이 약 5% 높았으며, 이론성능 대비 모터 효율은 알루미늄이 18 wt% 함유된 조성이 85.6%로 가장 낮았다.

Key Words: Rocket Assisted Projectiles(로켓보조추진탄), Aluminum(알루미늄)

1. 서 론

1985년에 미국이 보유한 155밀리 자주포를 한국과 미국이 공동으로 개량한 K-55 자주포, K-55 자주포를 성능개량 한 K55A1 자주포 그리고 국

내 자체기술로 개발한 K-9 자주포 등 과거부터 155밀리 자주포를 사용한 타격체계들이 국내 주요 전략무기체계로 활용되어 왔다[1]. 또한 비용 대비 효과가 뛰어난 155밀리 포탄의 성능을 향상시키기 위해 “사거리증대, 정확도 증대, 탄두 위력 증대”라는 3가지 목표를 극대화 하는 방향으로 연구개발이 활발하게 진행되어 왔다[2]. 포탄의 사거리를 증대시키는 방법은 탄의 발사속도를 높이는 방법, 비행 중 추가추력을 발생시키는 방법, 비행 중 발생하는 항력을 제거하는 방법

Received 7 June 2019 / Revised 7 August 2019 / Accepted 8 August 2019

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2019년도 춘계학술대회(2019. 5. 29-31, 라마다프라자 제주호텔) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

등이 대표적이다[2,3]. 155밀리 포탄의 사거리 증대 방법 중 로켓보조추진탄(Rocket-Assisted Projectile; 이하 RAP)은 포탄이 발사된 후에 일정시점에서 추가추력을 발생, 사거리를 증대시키는 포탄 중 하나이다. 155밀리 포탄은 포신을 통해 발사되는데 이때 포강 내에서 강력한 setback force가 발생하고 이후 고속으로 회전하며 비행한다[4].

본 연구에서는 RAP탄에 HTPB/AP/Al 의 고체 추진제를 적용하였으며, 고체추진제의 조성설계/제조/특성 분석 및 이를 적용한 RAP탄의 지상연소시험 결과에 관하여 기술하였다. 또한 RAP탄의 비행시험을 통해 지상과 비행 중 고체 추진제의 연소거동을 비교 분석하였다.

2. RAP용 추진제 제조

2.1 RAP용 추진제 조성 및 형상설계

RAP용 추진제(Rocket-Assisted Projectile Propellant Grain ; 이하 RAPG) 조성은 HTPB (Hydroxy Terminated Poly Butadiene, (주)삼양정밀화학) 바인더 시스템을 사용하였으며 산화제로는 과염소산 암모늄(Ammonium Perchlorate, AP, (주)한화)를 고체연료로는 알루미늄(Aluminum, Al, (주)창성) 및 소량의 첨가제를 적용하여 조성을 설계하였고 Table 1에 나타내었다. 조성은 Al 함량(wt%)에 따라 Al-2, Al- 10, Al-18로 명명하였다. 고속회전을 하며 연소하는 추진제는 강력한 원심력에 의해 모타 내 압력 증가 및 연소속도 증가 등이 발현되는데, 특히 Al 입자는 높은 비중으로 인해 회전에 의한 영향(spin effect)이 크기

때문에 설계변수로 적용하였다[5]. Al 함량은 HTPB계 추진제의 성능 예측 문헌[6]을 참고하여 최대 18 wt%를 선정하였으며, 각 조성은 CEA (Chemical Equilibrium Application)를 사용하여 표준조건(챔버압력 6.9 MPa, 온도 20℃, 노즐 출구압력 0.1 MPa)에서 이론 비추력을 예측하였다.

RAPG는 점감형(regressive)의 연소패턴을 나타내도록 3개의 slot을 가진 원통형 구조(3slotted tube)로 설계하였다. 회전을 하는 RAPG의 cylinder 부분에서는 연소속도가 증가하고 slot 부분에서는 연소속도가 감소하는 특성을 나타내는데 [7], 이와 같은 특성으로 인해 점감형 연소패턴이 발사 후에는 중립(neutral) 또는 점증(progressive) 형 연소패턴으로 변형될 것으로 예측하여 설계하였다.

2.2 RAP용 추진제 제조 및 특성분석

RAP용 추진제는 Baker Perkins Co.에서 제작한 2 G/L Vertical mixer로 혼합하였으며 mixer의 온도는 $60 \pm 3^\circ\text{C}$ 로 유지하였다. 혼합이 완료된 추진제는 주조식 공정을 통해 그레인 형상을 확보하였다. mold에 진공 충전하였고 60°C 오븐에서 72 hr 경화 후 이형을 수행하였다. 추진제 그레인의 연소면적을 확보하기 위해 한화에서 자체 개발한 인히비터를 사용하여 진공 인히비팅을 수행한 후 60°C 오븐에서 24 hr 경화한 후 이형을 수행하였다.

혼합형 고체 추진제를 주조식으로 제조할 경우 공정특성(점도)이 확보되어야 품질에 대한 균일성 및 제조효율을 확보할 수 있다[8]. 본 연구

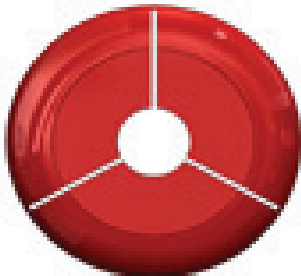


Fig. 1. Rocket assisted propellant grain.

Table 1. Propellant composition (wt%)

	Al-2	Al-10	Al-18
HTPB	10	10	10
AP-C1 / AP-F ²	53.5 /31.5	45.5 /31.5	45.5 /23.5
Al-F ³	2.0	10.0	18.0
additive	3	3	3

¹AP-C : Coarse AP (approximately 190~200 μm)

²AP-F : Fine AP (approximately 5~7 μm)

³Al-F : Fine Al (approximately 7~10 μm)

에 사용된 추진제도 주조식으로 제조하였기 때문에 60°C 온도에서 Brookfield 회전식 점도계를 사용하여 점도를 측정하였다.

155밀리 포탄은 발사시 강력한 setback force와 함께 250 rps 이상의 회전이 발생한다. 로켓 보조추진제 또한 이러한 악조건에 노출되기 때문에 적절한 기계적 물성의 설계/분석이 수행되어야 한다. 본 연구에서도 추진제의 기계적 물성을 확인하기 위해 JANNAF 시편을 만들어 크로스헤드 속도 50 mm/min으로 분석을 수행하였으며, 추진제의 연소속도 측정을 위해 직경 6 mm, 길이 120 mm의 시편을 만들고 외면에 난연제를 도포하여 길이방향으로만 연소가 가능하도록 제작하였다. 시험조건은 10.3 MPa, 20°C를 기준으로 ± 3.4 MPa로 하여 3가지 압력에 대해 연소속도를 측정하였다[9].

2.3 155밀리 로켓보조추진탄 제조 및 시험

로켓보조추진탄의 탄두는 비활성으로 충전하였으며 추진부는 RAPG을 free grain 형태로 동일내경의 노즐이 장착된 탄체 후방에 위치시켜 조립하였고 점화기는 발사 수초 후 점화되도록 설계한 지연점화기를 적용하였다. 155밀리 RAP은 지상연소시험 및 발사시험을 통해 연소거동을 비교분석하였다. 지상연소시험은 BLH Co.의 3,000 lbf 로드셀과 Dynisco co.의 3,000 psia 압

력센서를 사용하여 데이터를 계측하였으며, 발사 시험은 도플러를 통해 데이터를 계측하였다. 두 시험 모두 시료는 20°C에서 24 hr 온도처리 후 수행하였다.

3. 결과 및 고찰

3.1 점도특성

알루미늄 함량을 2 wt% (Al-2), 10 wt% (Al-10), 18 wt% (Al-18) 적용한 추진제의 시간에 따른 점도 변화를 Fig. 2에 나타내었다. 초기점도는 Al-2 5.0 kps, Al-10 3.6 kps, Al-18 3.0 kps로 알루미늄함량이 높아질수록 더 낮은 점도를 나타내었다. 추진제 점도는 대표적으로 바인더 시스템과 고체함량의 큰입자(Coarse Particle)와 작은입자(Fine Particle) 비율로 결정이 된다(초기 점도에 가장 유리한 입자 비율은 Coarse Particle:Fine Particle 7:3 or 6:4 이다[10]). 동일 바인더 시스템에서 입자비율에 의한 점도를 분석했을 때, Al-2의 입자 비율이 약 6:4 (Coarse Particle:Fine Particle)로 가장 낮은 초기점도를 나타낼 것으로 예측하였지만 시험결과 Al-18이 가장 낮은 초기점도를 나타내었다. Jain[11] 등이 첨가되는 고체 입자의 입자 모형을 구형에 가까울수록 추진제의 점도가 낮아지는 것을 발표한 바 있다. Al-18이 가장 낮은 초기점도를 나타낸 원인은 작은 입자인 AP-F와 AI-F의 구형도에 의한 차이로 판단된다.

Table 2. Mechanical/burn properties of propellants.

	Al-2	Al-10	Al-18
Coarse/fine particle ratio	6/4	5/5	5/5
Maximum Strength, S_m (MPa)	0.76	0.71	0.72
Strain @ max. stress, E_m (%)	37.5	32.0	36.7
Modulus, E_o (MPa)	42.8	38.9	38.8
Shore A Hardness	59	57	58
Density (g/cc)	1.72	1.76	1.79
Burn rate, r_b (mm/s @ 10.3MPa, 20°C)	18.03	17.75	14.29
Pressure exponent, n	0.47	0.46	0.35

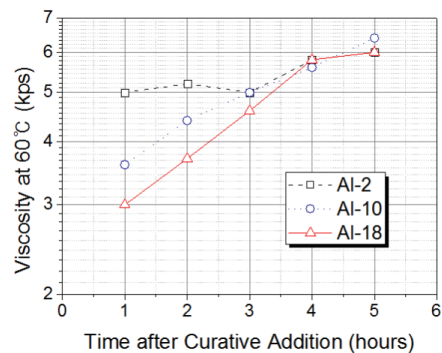


Fig. 2. Effect of aluminum content on viscosity build-up.

Fig. 2와 같이 Al 함량이 높아질수록 점도 build-up이 빨라지는 것을 확인할 수 있다. Al입자는 금속원료로서 전자의 이동을 활발하게 하는데 이러한 특징으로 인해 HTPB 바인더 경화반응이 촉진되어 점도 build-up이 빨라진 것으로 판단된다.

3.2 기계적 물성 및 연소속도

각 조성의 기계적 물성 및 연소특성을 Table 2에 나타내었다. 기계적 물성은 세 조성이 유사하게 나타났으며 Al 함량이 증가할수록 밀도만 높아지는 결과를 확인하였다. 밀도는 Al 의 밀도가 2.69 g/cc로 AP 밀도인 1.95 g/cc보다 높기 때문에 나타난 현상이며, 동일 바인더 시스템에 동일 고체 함량 및 유사 coarse/fine particle ratio로 인해 나타난 결과로 판단된다[12].

반면 연소속도와 압력지수(n)는 Al 함량이 증가할수록 감소되는 경향을 나타내었다. Al-2의 연소속도는 10.3 MPa & 20°C에서 18.03 mm/s를 나타내었고 Al-10과 Al-18은 각각 17.75, 14.29 mm/s를 나타내었다. Al-2와 Al-10의 AP-F 비율은 같지만 AP-b 비율이 낮아져 연소속도가 소폭 감소하였으며, Al-18은 AP-F 가 약 8 wt% 감소하여 연소속도가 크게 감소한 것을 확인하였다.

Table 3. Ground test results (temp: 20°C)

	Al-2	Al-10	Al-18
Burn pattern	regressive		
Peak pressure (MPa)	17.0	18.6	16.4
Peak thrust (lbf)	1283.2	1395.2	1293.2
Burn time (s)	2.74	3.61	4.45
Total thrust (lbf-s)	1434.7	1515.2	1444.7
Delivered specific impulse (s)	224.6	230.8	217.2
Theoretical specific impulse (s)	243.2	249.9	253.7

이는 같은 AP 입자라도 크기에 따라 연소속도에 기여도가 다르므로 인해 나타난 현상이다. 또한 AP-F 함량이 감소함에 따라 압력지수가 낮아지는 연구결과도 발표된바 있는데 본 연구에서도 AP-F 함량이 감소한 Al-18에서 압력지수가 감소하였다[13].

3.3 이론 성능 예측 및 지상연소시험

각 조성이 적용된 로켓보조추진탄의 비 회전 상태 지상연소시험을 수행하였고 그 결과를 Fig. 3 및 Table 3에 나타내었다. 시험결과 Al-2, Al-10, Al-18 모두 점화 초기 압력/추력이 상승한 후

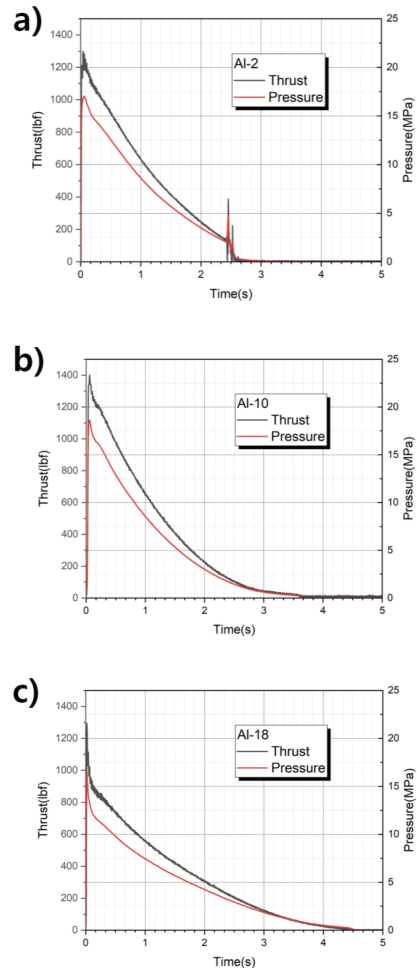


Fig. 3. Pressure/Thrust-Time curves of rocket assisted projectile (ground fire test).

감소하는 점감(regressive)형의 연소패턴을 보였다. 연소시간은 연소속도와 유사하게 AI-2가 2.76 s로 가장 빨랐으며, AI-10, AI-18이 각각 3.61 s, 4.45 s로 나타났다. 최대 압력 및 추력은 AI-10이 각각 18.6 MPa, 1395.2 lbf로 가장 높았으며, 총역적 또한 1515.2 lbf-s로 가장 높았다. AI-2, AI-10의 총역적은 유사한 수준으로 확인되었으며 압력은 AI-18이 16.4 MPa로 가장 낮은 값을 나타냈다.

지상연소시험을 통해 계산한 실제 비추력(Delivered specific impulse)과 CEA를 통해 예측한 이론 비추력(Theoretical specific impulse)을 비교하여 Fig. 4에 나타냈다. 알루미늄 함량이 2 wt%인 AI-2가 이론 비추력은 243.2s로 가장 낮았지만 실제 비추력은 알루미늄 함량이 18 wt%인 AI-18이 217.2s로 가장 낮았다. 또한 AI 함량이 10 wt%까지는 이론 비추력 및 실제 비추력이 모두 상승하는 결과를 보였다. 이론 비추력 대비 실제 비추력의 효율을 계산하였을 때, 알루미늄 함량이 2, 10 wt%인 AI-2, AI-10을 적용한 로켓보조추진탄의 비추력 효율은 약 92.3%로 유사하였고 알루미늄 함량이 18 wt%인 AI-18의 비추력 효율은 약 85.6%로 계산되었다. 알루미늄 입자는 고온/고압의 연소 환경에서 산화제와 반응하여 산화알루미늄(Al_2O_3) 입자가 되는데, 큰 산화알루미늄 입자는 연소가스의 배출 유동을 따르지 않고 노즐 축소부를 직접 타격한 후 축적되어 모터의 효율을 감소시키는 영향이 있다. 또한 혼합형 고체추진제에서 산화알루미늄은 추

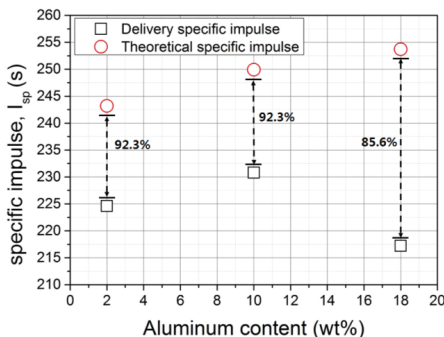


Fig. 4. Delivered vs. Theoretical specific impulse according to aluminum content.

진제 표면에서 응집이 주로 발생되는데, 각 조성에 대해 알루미늄 입자의 부피비를 이론적으로 계산한 결과 AI-2는 1.2 vol%, AI-10은 6.3 vol%, AI-18은 11.5 vol%였다. 또한 HTPB 바인더를 적용한 추진제는 표면에서 알루미늄 입자가 연소되지 않고 석출되기도 한다[14]. 위의 3가지 영향에 의해 알루미늄 함량이 가장 큰 AI-18에서 가장 낮은 비추력 효율을 나타낸 것으로 판단된다. NASA-SP-8039[15]에서도 알루미늄 입자 함량이 증가하면 비추력 효율(specific impulse efficiency)이 떨어짐을 확인하였다.

본 연구에서도 알루미늄 함량이 증가함에 따라 이론적 비추력은 상승하였지만 실제 비추력은 10 wt%까지 증가하다가 감소하는 것을 확인하였다. 이는 155밀리 로켓보조추진탄에 3 slotted tube 그레인을 적용하였을 때 알루미늄 함량 10 wt%까지는 입도가 큰 산화알루미늄이 생성되며 모타 효율이 저하되는 효과보다 알루미늄의 연소반응에 의해 상승되는 효과가 큰 것으로 판단된다. 반면 AI-18에서는 생성되는 산화알루미늄 입자 및 반응하지 않고 이탈하는 알루미늄 입자에 의해 모터 효율이 감소되는 현상을 확인하였다. 또한 동일 고체함량에서 AI 함량의 증가는 AP 함량의 감소로 연결되는데, 특히 AI-18은 연소속도에 크게 기여하는 AP-F가 다른 두 시료에 비해 8 wt% 감소하였고 그로인해 연소속도 또한 낮아졌다. AI-18에서 AP-F를 감소시킨 이유는 pot-life를 확보하기 위함이다(작은입자 비율이 높아지면 초기점도가 높아져 pot-life를 확보할 수 없다). 감소된 연소속도로 인해 RAP의 내부압력이 감소되었으며, 그로인해 실제비추력이 다른 두 시료에 비해 크게 감소된 것으로 판단된다. 만약 AI-18의 연소속도를 AI-2, AI-10과 유사한 수준으로 구현한다면 실제비추력 효율은 높아질 것이다. AI-2의 지상연소시험에서 연소 후반 이상 압력/추력 패턴을 나타냈는데, 이는 추진제 슬리머(sliver)가 인히비터에서 이탈되며 발생한 현상으로 판단된다.

3.4 발사시험

155밀리 포탄은 발사 초기 가장 빠른 속도를

나타내고 점차 감속하며 비행하는 특성을 나타낸다. 로켓보조추진탄은 비행 중 감속하는 구간에서 추가추력을 발생, 순간적으로 속도를 증가시킴으로써 사거리를 연장할 수 있는 기술이다. 본 시험에서는 로켓보조추진탄의 비행 중 가속구간을 도플러데이터를 통해 확인하였으며, 가속구간에서 얻어진 데이터를 통해 비행 중 추력을 산출하였다. 비행추력분석은 수정질점 운동방정식을 사용하여 계산하였으며, Eq. 1에 나타내었다.

$$\vec{u} = \vec{D} + \vec{T} + \vec{g} \quad (1)$$

좌측항은 탄의 가속도, 우측항은 항력(Drag Force), 추력(Thrust), 중력(Gravity force)에 의한 가속도이다. 이때 탄도 운동에서 추력이 영향을 주는 x, y 좌표만을 고려하여 Eq. 2와 Eq. 3을 나타낼 수 있다.

$$T_x = m \frac{d^2x}{dt^2} + D_x \quad (2)$$

$$T_y = m \frac{d^2y}{dt^2} + D_y + mg \quad (3)$$

m은 탄의 질량, x, y는 각 탄의 좌표이며, D_x 및 D_y 는 탄의 항력 그리고 g는 중력가속도이다. 위 식을 통해 계산한 추력을 Fig. 5에 나타내었다. Fig. 5의 비행추력분석결과는 도플러로 추적한 데이터를 바탕으로 분석된 결과로 수치적인 분석에는 어려움이 있어 추력 경향만을 분

석하였다. 3종의 서로 다른 로켓보조추진탄의 비행추력은 모두 지상연소시험과 다르게 연소 중반에 최대추력을 나타내었다. 이는 고속회전하는 로켓보조추진탄의 추진제에 함유된 AI 함량은 추력 경향에 크게 영향을 미치는 변수는 아닌 것으로 판단되며, 그레인 형상에 의한 영향이 주된 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 로켓보조추진제의 AI 함량 2 wt%, 10 wt%, 18 wt%에 따른 점도, 기계적 물성, 연소속도에 관하여 연구하였고, 지상연소시험과 발사시험을 통해 그 차이를 확인하였다. AI 함량이 증가함에 따라 초기점도는 감소하였지만 점도 build-up은 증가하였고, 기계적 물성은 동일 바인더 시스템과 고체함량으로 인해 유사한 수준으로 나타났다. 지상연소시험에서는 AI 함량이 10 wt%까지는 모터의 성능이 증가하였으나, AI 18 wt%에서는 모터의 효율이 감소함을 확인하였다. 이는 연소속도 감소에 의한 것으로 판단되며 유사 연소속도가 구현된다면 모터효율은 AI-18이 가장 높을 것으로 판단된다. 또한 발사시험을 통해 고속회전에 의한 AI 입자의 영향 중 일부를 확인한 결과, 추력 경향이 AI 입자에 의해 변화하기 보다는 그레인 형상에 의해 변화하는 것으로 판단된다.

References

1. Na, J.C., Baek, I.S., Kim, Y.H., and Roh, U.J., "북한의 미사일 위협에 대비한 우리의 탄약기술 동향과 발전방향," *Korea Defense Industry Association, Defense & Technology*, Vol. 400, pp. 80-99, 2012.
2. Hwang, J.S., "155mm 사거리연장탄의 개발 현황 및 발전추세," *Korea Defense Industry Association, Defense & Technology*, Vol. 160, pp. 54-57, 1992.

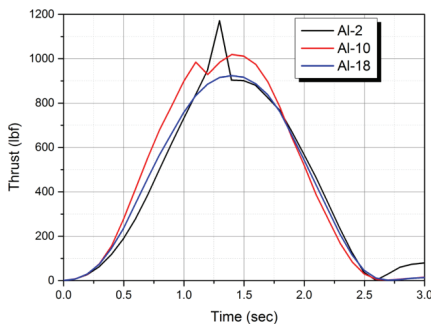


Fig. 5. Estimated thrust based on doppler data.

3. Park, S.H., Hwang, J.S., and Kim, C.K., "A Study on the Low Burning Rate Composite Solid Propellant," *Journal of The Korean Society of Propulsion Engineers, KSPE Fall Conference*, pp. 27-37, 1994.
4. Kim, K.M., Cho, J.H., and Jeong, D.J., "Study on Composite Solid Propellants for Rocket Assisted Projectile," *The Korean Society For Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 11, pp. 1081-1086, 2010.
5. Gurun, B.C., "Numerical Study of Combustion Phenomena with Spin Effect in a Composite Solid Propellant Rocket," Master's Thesis, Aerospace and System Engineering Division of Aerospace Engineering, KAIST University, DaeJeon, Korea, 2013.
6. Yim, Y.J., "Performance Prediction of Aluminized High Energy Propellant," *The Korean Society of Propulsion Engineers, KSPE Fall Conference*, pp. 121-127, 1996.
7. James, E.D., "Analysis of the Performance of the 155 mm M864 Base BURN Projectile," BRL TR 3083, 1990.
8. Yim, Y.J., Hwang, K.S., "The Families and Selection of the Solid Propellants," *The Korean Society For Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 22, No. 6, pp. 147-154, 1994.
9. Park, S.J., Choi, S.H., Won, J.U., Park, J.H., and Park, E.Y., "Solid Propellants for Propulsion System Including a Yellow Iron Oxide," *The Korean Society of Propulsion Engineers, KSPE Spring Conference*, pp. 498-503, May 2017.
10. Yim, Y.J., Park, E.J., Kwon, T.H., Choi, S.H., "Effect of AP Particle Size on the Physical Properties of HTPB/AP Propellant," *The Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 1, pp. 14-19, 2016.
11. Jain, S., Nandagopal, S., Singh, P.P., Radhakrishnana, K.K., and Bhattacharty, B., "Size and Shape of Ammonium Perchlorate and their Influence on Properties of Composite Propellant," *Defence Science Journal*, Vol. 59, No. 3, pp. 294-299, 2009.
12. Jang, M.W., Kim, T.K., Han, H.J., Yun, J.H., and Son, H.I., "A Study on Property of NEPE System Propellant with Respect to the Size of RDX," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 3, pp. 40-45, 2018.
13. Lee, S.Y., Ryu, T.H., Hong, M.P., and Lee, H.J., "Study on the Enhancement of Burning Rate of HTPB/AP Solid Propellants," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 21, No. 4, pp. 21-27, 2017.
14. Hwang, K.Y., Yim, Y.J., and Ham, H.C., "Effects of Aluminum Oxide Particles on the Erosion of Nozzle Liner for Solid Rocket Motors," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 8, pp. 95-103, 2006.
15. William, H.M., "Solid Rocket Motor Performance Analysis And Prediction," NASA SP-8039, 1971.